

IO-540 왕복엔진의 성능에 관한 배압 영향

김근배* · 이종원* · 강충신* · 김근택* (항우연)

Effects of Exhaust Back Pressure on the Performance of IO-540 Engine

Keun-Bae Kim* · Jong-Won Lee* · Chung-Sin Kang* · Keun-Tak Kim* (KARI)

초 록

소형항공기용 IO-540 왕복엔진을 대상으로 추진기관의 성능에 미치는 배압 특성을 조사하기 위해서 지상 성능시험을 수행하였다. 본 시험은 6가지 배기조건에 대해서 엔진의 배압과 흡기압력, 토크, 그리고 프로펠러의 정지추력을 측정하였다. 엔진의 배압은 대체로 머플러를 장착할 경우와 배기관 끝단이 상대적으로 직경이 작고 길이가 길수록 증가하였다. 배압 특성은 특히 엔진의 회전속도가 고속 영역으로 갈수록 프로펠러 추력에 변화를 나타냈으며 전반적으로 추진기관 성능에 미세한 영향을 미치는 것으로 나타났다.

1. 서 론

일반적으로 소형항공기의 추진기관에는 왕복 엔진과 프로펠러 시스템이 적용된다. 추진기관은 항공기의 비행성능을 결정하는 핵심 요소로서 엔진과 프로펠러의 적절한 매칭 및 관련 보기 시스템의 최적화를 통해서 성능을 제고시키는 일이 중요하다. 특히 엔진을 항공기에 장착하게 되면 엔진을 실험실에서 구동할 때와는 달리 여러 가지 내적, 외적 환경의 변화를 수반하며, 이는 곧 엔진성능의 저하요인으로 작용할 수 있다. 일반적으로 소형항공기용 왕복엔진의 성능에 영향을 미치는 주요 요인으로는 엔진의 장착 위치 및 냉각 방식, 보기류 구동 요소, 과급기의 사용 유무, 배압(Exhaust Back Pressure) 영향 등을 고려할 수 있다. 이러한 여러 가지 요인들은 항공기의 설계 및 추진기관 성능요구조건에 따라서 결정된다. 이 중에서도 엔진의 배압 특성은 추진기관의 안정성과 성능

에 미세한 영향을 미칠 수 있는 요소로서 세밀한 분석이 요구된다. 배압에 영향을 미치는 요인으로는 머플러(Muffler) 및 배기관의 직경과 길이 그리고 노출 각도가 작용할 수 있다. 본 연구에서는 현재 당 연구원에서 개발중인 선미익형 소형항공기의 추진기관으로 채택된 Lycoming사의 연료분사식 IO-540 왕복엔진과 MT-Propeller사의 MTV-9-B 가변-피치 프로펠러를 대상으로 성능시험을 수행하였고, 특히 엔진의 배압 특성이 추진기관 성능에 미치는 영향을 중심으로 결과를 분석하였다. 엔진 시험은 당 연구원이 보유중인 항공기 왕복엔진용 지상시험장치를 사용하여 수행되었다. 본 시험에서는 배압에 영향을 주는 요인으로 배기관에 머플러를 사용할 경우와 배기관 끝단의 직경과 길이를 변화시킬 경우에 대한 배압 변화 양상을 조사하였고, 그에 따른 엔진의 토크(Torque)와 제동마력(BHP), 프로펠러의 정지추력을 분석하였다.

2. 시험 방법

* 한국항공우주연구원 (Korea Aerospace Research Institute, Aircraft Division)

2.1 추진기관 제원

본 시험에 사용된 엔진과 프로펠러의 제원을 각각 Table 1과 Table 2에 나타냈다.

Table 1 엔진 제원

제작사	미국, Lycoming
엔진 모델	IO-540-C4B5
엔진 형식	6기통, 직접구동식, 연료분사식, 수평대향형, 공냉식
정격 출력	250 HP @ 2575 RPM
무게	404 lb

Table 2 프로펠러 제원

제작사	독일, MT-Propeller
프로펠러 모델	MTV-9-B/LD178-102
프로펠러 형식	유압제어식 가변-피치, 정속
블레이드 수	3
프로펠러 직경	70 inch
무게	61 lb

2.2 시험장치 구성

본 시험에 사용된 시험장치의 개략도를 Fig. 1에 나타냈다. 주 시험장치는 소형항공기용 왕복엔진을 대상으로 지상성능시험을 수행할 수 있도록 당 연구원에서 특별히 설계되었으며, 이동이 가능하도록 제작되었다. 이 장치를 통해서 기본적으로 엔진의 토크와 프로펠러의 정지 추력을 측정할 수 있으며, 그외 엔진의 제반 작동상태를 실시간으로 모니터링할 수 있도록 되어있다.

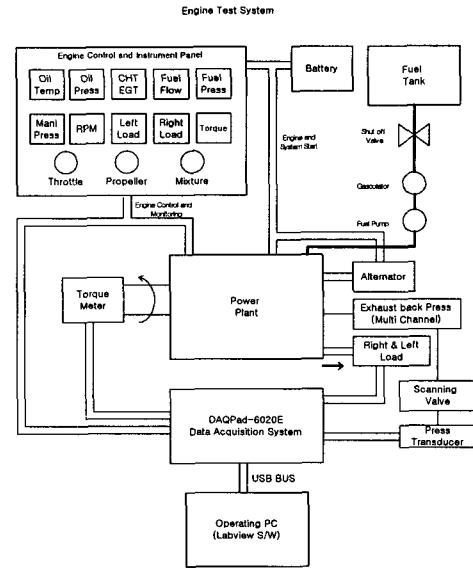


Fig. 1 시험장치 구성도

시험장치는 크게 추진기관을 장착하고 연료를 공급하며 작동을 제어하는 장치와, 각종 데이터를 획득하여 처리하고 저장하는 장치로 나뉘어진다. 추진기관과 보기시스템의 장착 및 제어 계통은 기본적으로 실제 항공기와 유사한 방식으로 설치되었으며, 데이터 모니터링 및 획득과 관련하여 필수 엔진계기 및 주요 부위에 설치된 센서와 로드셀로부터 발생하는 모든 신호는 아날로그 전압 출력으로 바뀌어져 DAQPad-6020E와 Operating PC, Labview로 구성된 데이터 획득장치에 실시간으로 저장된다. 또한 데이터의 실시간 저장과는 별도로 엔진 작동에 따른 모든 상태를 계기판 (Instrument Panel)에서 파악하고 비교할 수 있다. 한편, 엔진의 6개 실린더 배기구로부터 각각의 배압을 측정하기 위해서 30 psi 용량의 Pressure Transducer와 Scanning Valve, Modulator /Demodulator로 구성된 계측장비를 구성하였다. 엔진의 각 배기관에는 실린더 배기 포트 밑으로 1.5 inch 떨어진 곳에 직경 1 mm의 작은 정압 구멍을 뚫고, 여기에 직경 3 mm의 정압관(Stainless Steel Tube)을 부착하였다. 정압관에서 Scanning Valve까지는 고온용 테프론 호스로 연결되었다.

2.3 시험 방법

본 시험에서는 엔진의 정상적인 작동절차에

따라서 지상 성능시험을 수행하고 데이터를 획득하였다. 전반적으로 기본적인 성능시험과 병행하여 흡기 조건을 한 가지로 고정한 상태에서 배기 조건을 6가지로 설정하였고, 이를 Table 3에 나타냈다. 여기서 배기관 끝단(End Pipe)의 형상은 기본적으로 두가지 다른 직경의 배관을 이용하여 서로 다른 직경과 길이의 비로 조합하여 제작되었다. 아래 Table 3에서 ϕ 는 원래 배기관 직경 대비 감소율을, L/D 는 직경에 대한 길이 비율을 나타낸다. 시험은 각각의 배기조

Table 3 시험 조건

Case 1	with Basic Exhaust Pipe
Case 2	with Muffler
Case 3	with End Pipe($\phi = -6.25\%$, $L/D=1.0$)
Case 4	with End Pipe($\phi = -6.25\%$, $L/D=4.0$)
Case 5	with End Pipe($\phi = -20.8\%$, $L/D=1.0$)
Case 6	with End Pipe($\phi = -20.8\%$, $L/D=4.0$)

건에 따라서 엔진의 회전속도를 100 RPM 단위로 변화시켜가며 저속에서 고속 영역까지 6개 실린더 배기관에서 배압을 측정하였고, 아울러 엔진의 주요 성능인자인 흡기압력(MAP)과 구동축의 토크, 그리고 프로펠러의 정지추력을 측정하였다. 측정된 데이터는 모니터링과 함께 실시간으로 저장되고 분석되었다.

3. 시험 결과

3.1 배압

엔진의 배압은 6개 실린더 배기관마다 조금씩 차이가 나기 때문에, 편의상 1번 실린더 배기관에서의 배압 측정결과를 비교하여 Fig. 2에 나타냈다. 전반적으로 기본적인 배기관과 비교하여 머플러를 장착했을 때와(Case 2) 끝단의 직경이 작고 길이가 길수록(Case 6) 배압이 더욱 증가하는 경향을 보여주었다. 특히, Case 1을

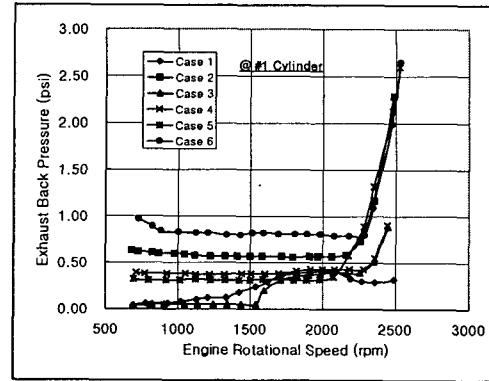


Fig. 2 배압 분포(@ #1 실린더)

제외한 Case 2부터 Case 6까지는 대체로 2200 rpm 정도까지 배압이 일정하게 유지되다가 엔진이 최대회전속도에 접근하면 배압이 급격히 증가하는 현상이 발생하였다.

3.2 엔진 흡기압력

배기조건에 따른 흡기압력(Manifold Pressure)의 변화를 Fig. 3에 나타냈다. 흡기압력은 전반

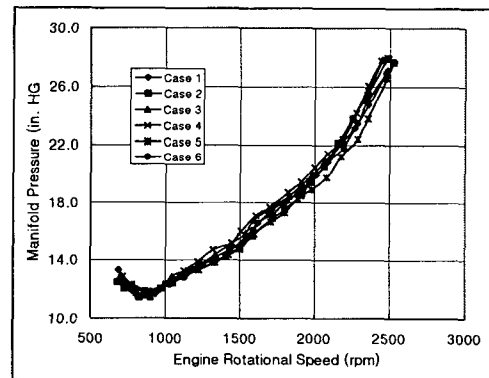


Fig. 3 엔진 흡기압력(MAP) 분포

적으로 균일하게 분포되어 배압 특성과 무관한 경향을 보여주었다. 이는 흡기압력이 외부 대기조건(온도, 밀도) 및 엔진의 내부 특성의 영향을 주로 받기 때문으로 판단된다.

3.3 엔진 제동마력

Fig. 4는 엔진의 제동마력 분포를 나타낸다. 그래프를 보면 각각의 배기조건에 따라서 전반적으로 미소한 차이를 보여주고 있다. 저속 영

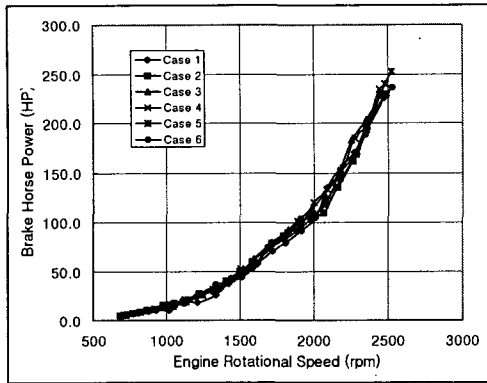


Fig. 4 엔진 제동마력(BHP) 분포

역에서는 제동마력의 차이가 거의 나타나지 않으며, 2000 rpm 이상이 되면 배압이 높은 경우 (Case 2 & 6) 제동마력이 미세하게 저하된 경향을 나타내지만 두드러진 특성은 아니며, 이는 앞의 Fig. 2에서 알 수 있듯이, 배압 영향이 저속보다는 고속 영역에서 커지는 현상에 일부 기인한다고 볼 수 있다.

3.4 프로펠러 정지추력

로드셀을 통해 획득한 프로펠러의 정지추력을 Fig. 5에 나타냈다. 추력은 약 2000 rpm 영역까지 각각의 배기조건에 대해 비교적 유사한 추세를 보여주며, 2000 rpm 이상의 고속 영역에서는 속도 증가에 따라서 급격히 편차가 발생함을 알 수 있다. 특히, 배압이 높은 조건에서는 (Case 6) 정상조건과(Case 1) 비교하여 추력이 상대적으로 조금 높게 발생하였으며, 이는 배압 특성이 추진기관 성능에 어느 정도 영향을 미친 결과로 볼 수 있다.

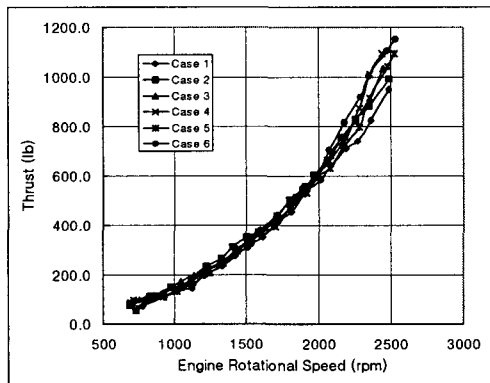


Fig. 5 프로펠러 정지추력 분포

4. 결론

소형항공기용 IO-540 왕복엔진의 성능에 미치는 배압 특성을 조사하기 위한 엔진 성능시험을 수행하였다. 엔진의 배압은 대체로 배기관 끝단의 직경이 작고 길이가 길수록 증가하였다. 배압 특성은 특히 고속 영역에서 프로펠러 추력에 변화를 야기하는 요소로 작용했으며, 전반적으로 추진기관 성능에 미세한 영향을 미치는 것으로 나타났다.

참고 문헌

1. 한국항공우주연구소, “쌍발 복합재료 항공기 개발(I)”, 1994.
2. Lycoming, “Lycoming Aircraft Engine Installation Manual”, 1963.
3. Lycoming Specification, “IO-540-C4B5”, 1990
4. 김근배, 강충신, 안석민, “항공기 추진기관 정적 성능 시험장치 개발”, 한국항공우주학회, 춘계학술발표회 논문집, 2000.11.
5. 김근배, 강충신, 김근택, 최선우, “소형항공기 추진기관 정적 성능시험”, 한국항공우주학회, 춘계학술발표회 논문집, 2001.4.